

АННОТАЦИИ

1. B. B. Brady, E. W. Fournier, L. R. Martin, R. B. Cohen [Брейди Б. Б., Фурнье Э. В., Мартин Л. Р., Коэн Р. Б.], “Stratospheric Ozone Reactive Chemicals Generated by Space Launches Worldwide” [«Реагирующие со стратосферным озоном химические вещества, образующиеся в результате запусков космических ракет-носителей по всему миру»], TR-94(4231)-6, The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], 1 ноября 1994 г.

Авторы указывают количества неорганических соединений хлора и частиц окиси алюминия (Al_2O_3), высвобождаемых в атмосферу и тропосферу в результате запусков твердотопливных ракет-носителей. Сообщаются суммарные годовые количества этих веществ, выделявшиеся в результате запусков ракет-носителей различных типов; с использованием стандартных полетных моделей прогнозируется объем высвобождения этих веществ в атмосферу до 2010 г. включительно. Приводятся данные для ракет-носителей BBC США, космических челноков и транспортных кораблей разового использования НАСА, ракет-носителей «Ариан-5» Европейского космического агентства (ЕКА) и ракет-носителей H-1 и H-2 Японского космического агентства.

В то время, как истощение запасов атмосферного озона непосредственно связано с выделением твердотопливными ракетными двигателями неорганических соединений хлора, ситуация, связанная с химической активностью частиц окиси алюминия, остается во многом неясной.

Авторы сравнивают также уже наблюдаемое и будущее влияние запусков космических ракет-носителей на процесс истощения атмосферного озона с воздействием других веществ, разрушающих озоновый слой (ODC). В качестве основы для сравнения используются прогнозы будущего использования озоноразрушающих веществ Командованием снабжения и технического обслуживания Армии США (SMC), Управлением МТО BBC США (AFMC), а также их использования по всему миру. Сравнение воздействия озоноразрушающих веществ и продуктов выхлопа твердотопливных ракетных двигателей производится с учетом соответствующих характеристик стратосферных химических процессов.

2. M. A. Hanning-Lee, B. B. Brady, L. R. Martin, J. A. Syage [Хэннинг-Ли М. Э., Брейди Б. Б., Мартин Л. Р., Сайэдж Дж. Э.], “Ozone Decomposition on Alumina: Implications for Solid Rocket Motor Exhaust” [«Разрушение озона под воздействием окиси алюминия: последствия, связанные с продуктами выхлопа твердотопливных ракетных двигателей»], в сб. “Geophysical Research Letters” [«Отчеты о геофизических исследованиях»], т. 23, вып. 15, стр. 1961 (1996).

Скорость разрушения озона под воздействием частиц окиси алюминия измерялась в трубчатом проточном реакторе методами масс-спектрометрии с отбором проб молекулярным пучком и спектроскопии с измерением поглощения ультрафиолетового излучения, а также в статическом реакционном элементе методом спектроскопии с измерением поглощения ультрафиолетового излучения. Указываются значения вероятности η реагирования озона с $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$, $\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3$ и хроматографической окисью алюминия (гидроксилированной окисью алюминия) в диапазоне температур от -60°C до 200°C. В статье рассматривается вероятность истощения стратосферного озона под воздействием продуктов выхлопа твердотопливных двигателей ракет-носителей. Учитывая самые точные доступные оценочные значения распределения частиц по размерам в выхлопной струе ракетного двигателя и скоростей их рассеяния, авторы рассчитали профили истощения озона, связанного исключительно с непосредственным разрушением озона под воздействием окиси алюминия. Рассчитанные размеры озоновых дыр сравнительно невелики. В наихудшем варианте уровня содержания озона в центре выхлопной струи ракетного двигателя

составляют не менее 5×10^{-5} содержания озона в окружающей выхлопную струю атмосфере. Результаты упрощенного анализа глобального воздействия частиц окиси алюминия на разрушение озона указывают на возможность стабильного истощения озонового слоя в дневное время со скоростью менее $2,6 \times 10^{-8}$ при наблюдаемой частоте запусков космических ракет-носителей.

3. D. L. McKenzie, D. J. Gutierrez, J. H. Hecht, D. J. Mabry, M. N. Ross, G. S. Rossano, M. G. Sivjee, J. A. Stein [Маккензи Д. Л., Гутierrez Д. Дж., Хехт Дж. Х., Мэбри Д. Дж., Росс М. Н., Россано Дж. С., Сивджее М. Дж., Стейн Дж. Э.], “Systems Requirements Review for the High-Resolution Ozone Imager (HIROIG)” [«Анализ системных требований к устройству формирования изображений озонового слоя с высоким разрешением (HIROIG)»], The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], 15 сентября 1993 г., TR-93(3231)-2, SMC-TR-93-62.

Анализ системных требований к устройству формирования изображений озонового слоя с высоким разрешением (HIROIG) производился 17 февраля 1993 г. в корпорации «Аэроспейс».

Предназначение анализа заключалось в демонстрации соответствия требований, предъявляемых к эксперименту получения изображений озонового слоя космического происхождения, фундаментальной цели программы, состоящей в измерении воздействия запусков космических ракет-носителей на атмосферный озоновый слой. В конце отчета о результатах анализа приводятся краткие описания применяемых рабочей группой методов удовлетворения программных требований. Отчет представляет собой компиляцию графиков и схем, которые демонстрировались в ходе анализа.

4. Jack A. Syage, Marty N. Ross [Джек Э. Сайэдж, Мэри Н. Росс], “An Assessment of the Total Ozone Mapping Spectrometer for Measuring Ozone Levels in a Solid Rocket Plume” [«Оценка пригодности спектрометра, измеряющего общее распределение содержания озона, для измерения уровней содержания озона в выхлопной струе твердотопливного ракетного двигателя»], в сб. “Geophysical Research Letters” [«Отчеты о геофизических исследованиях»], т. 23, вып. 22, стр. 3227 - 3230, (1996).

Рассматривается вопрос о пригодности спектрометра, измеряющего общее распределение содержания озона (TOMS), для измерения уровней содержания озона в выхлопной струе твердотопливного ракетного двигателя. Методами компьютерного моделирования были рассчитаны характеристики химических кинетических процессов и процессов рассеяния в выхлопной струе ракеты-носителя «Титан IV». Основной недостаток спектрометра TOMS, относящийся к измерению локальных уровней содержания озона в выхлопной струе двигателя, заключается в том, что площадь регистрируемого спектрометром участка, как правило, значительно превышает площадь сечения выхлопного столба, в котором наблюдается потеря озона. Другая, вторичная проблема заключается в затухании рассеянного света, отраженного компонентами и частицами выхлопной струи, способном приводить к искажению результатов измерения содержания озона.

5. B. B. Brady, L. R. Martin [Брейди Б. Б., Мартин Л. Р.], “Modeling Solid Rocket Booster Exhaust Plumes in the Stratosphere with SURFACE CHEMKIN” [«Моделирование выхлопных струй твердотопливных ракетных ускорителей в стратосфере с помощью модели SURFACE CHEMKIN»], The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], 1 сентября 1995 г., TR-95(5231)-9, SMC-TR-96-19.

Описываются результаты детального химического моделирования переходных стратосферных процессов, образующихся в результате запуска крупного твердотопливного ракетного ускорителя. Моделирование производилось на основе недавно разработанной компьютерной модели многофазных химических кинетических процессов, SURFACE CHEMKIN. Модель описывает взаимодействия 34 химических веществ и более 100 газовых фаз, вступающих в гетерогенные и фотохимические реакции. Результаты моделирования показывают, что в результате запуска крупной ракеты типа «Титан IV» должна

образовываться озоновая «дыра» диаметром 10 км на высоте 20 км и диаметром 28 км на высоте 30 км, продолжительность существования которой может составлять от нескольких часов до суток. Размеры и продолжительность существования озоновой дыры в значительной степени зависят от скорости рассеяния выхлопной струи ракетного двигателя - процесса, который в настоящее время еще недостаточно изучен.

6. P. F. Zittel [Зиттель П. Ф.], “Computer Model Predictions of the Local Effects of Large, Solid-Fuel Rocket Motors on Stratospheric Ozone” [«Прогнозирование локального воздействия крупных твердотопливных ракетных двигателей на стратосферный озон с помощью компьютерного моделирования»], The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], 10 сентября 1994 г., TR-94(4231)-9, SMC-TR-94-36.

Твердотопливные ракетные двигатели крупных космических ракет-носителей высвобождают газы и частицы, которые могут оказывать существенное воздействие на плотность стратосферного озона вдоль траектории ракеты-носителя. В ходе этого исследования компьютерные модели сопел и поля истечения выхлопной струи стандартной ракеты использовались с целью определения характеристик выхлопных газов и частиц, образующихся в атмосфере в результате сгорания твердотопливных двигателей ракеты-носителя «Титан IV». Модели позволяют предсказать, что значительная доля газообразного хлористого водорода (HCl), образующегося во время сгорания ракетных двигателей, преобразуется в атомарный (Cl) и молекулярный (Cl_2) хлор в зоне выхлопной струи двигателя. Оценка последующих химических процессов позволяет предположить, что рассеяние чрезвычайно активного химически хлора в окружающей атмосфере в дневное время может приводить к значительному истощению озонового слоя в цилиндре, окружающем траекторию ракеты и достигающем от 1 до 5 км в диаметре на высоте от 15 до 40 км. Согласно этой оценке, первоначальное разрушение озона начинается в течение менее чем 1 часа после запуска. По окончании первоначального воздействия структура преобладающих химических процессов изменяется, и для прослеживания дальнейшего расширения или стягивания озоновой дыры на протяжении более продолжительного времени требуется разработка новых моделей.

7. Martin Ross [Мартин Росс], “Local Effects of Solid Rocket Motor Exhaust on Stratospheric Ozone” [«Локальное воздействие выхлопа твердотопливных ракетных двигателей на стратосферный озон»], в журн. Journal of Spacecraft and Rockets [«Космические аппараты и ракеты»], т. 33, вып. 1, стр. 144-153, (1996).

В выхлопе твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) содержится хлор, важный стратосферный химический компонент, играющий решающую роль в химии озона. Моделирование процессов сгорания РДТТ и химических процессов, происходящих в его выхлопной струе, позволяют предположить, что значительная доля содержащегося в выхлопе РДТТ хлора может принимать химически активную форму в результате реагирования образующихся после сгорания двигателя веществ, способную к разрушению озона сразу же после начала перемешивания выхлопной струи с окружающей атмосферой. Если в результате сгорания твердотопливных двигателей образуется свободный хлор, РДТТ, используемые в ракетах «Титан IV» и космических челноках, может вызывать почти полное истощение озона на участках, радиус которых, в зависимости от высоты, может достигать нескольких десятков километров. Предлагается модель перемешивания выхлопных газов РДТТ с атмосферным воздухом и происходящих при этом химических процессов, позволяющая прогнозировать трехмерную структуру быстрой потери озона в течение 8 часов после запуска ракеты «Титан IV» в дневное время. Матрицы уменьшения общего содержания озона в окружающем траекторию ракеты цилиндре показывают, что максимальная потеря озона (до 30%) происходит примерно в течение 1 часа после запуска. Через четыре часа после запуска площадь горизонтального сечения цилиндра, в котором содержание озона уменьшилось на 8%, может достигать 2000 км². Форма зоны истощения озона и уменьшение содержания озона в этой зоне лишь незначительно зависят от взаимодействия стратосферных ветров с процессами, происходящими вдоль траектории ракеты. Интенсивность солнечного ультрафиолетового излучения, регистрируемого на поверхности земли под выхлопной струей ракеты, изменяется в соответствии с уменьшением

интенсивности поглощения этого излучения озоном, характеристиками рассеяния частиц окиси алюминия и интенсивностью поглощения излучения соединениями окиси хлора. Интенсивность потока ультрафиолетового излучения увеличивается на 100% в спектральной полосе, соответствующей длине волны 295 нм, не изменяется в районе спектральной полосы 300 нм и уменьшается на 30% в области спектра, соответствующей излучению с длиной волны более 310 нм. Пространственное разрешение существующей космической аппаратуры не позволяет измерять истощение озона в тех масштабах, которые предсказываются методом моделирования процессов, происходящих после запусков крупных твердотопливных ракет.

8. B. B. Brady, L. R. Martin, V. I. Lang [Брейди Б. Б., Мартин Л. Р., Лэнг В. А.], “Effects of Launch Vehicle Emissions in the Stratosphere” [«Воздействие выхлопа ракет-носителей на стратосферу»], 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit [35-е совещание-выставка по вопросам авиакосмических научных исследований], 6-10 января 1997 г., Рино, Невада, AIAA-97-0531.

Компьютерная модель рассеяния выхлопной струи и связанных с ним химических кинетических процессов, основанная на модели SURFACE CHEMKIN, использовалась с целью оценки общего воздействия на стратосферный озон ракетных двигателей, работающих на различных видах топлива. В ходе проводившихся другими авторами предшествовавших исследований стандартные промышленные компьютерные программы, описывающие характеристики ракетных двигателей и поля истечения выхлопной струи двигателя, использовались с целью моделирования химических процессов, происходящих в камере сгорания и сопле ракетного двигателя, а также в выхлопной струе двигателя. Наша модель, основанная на компьютерной модели SURFACE CHEMKIN, и результаты предшествовавших исследований использовались для прослеживания химических процессов, происходящих в выхлопной струе ракетного двигателя рассеивающейся в окружающей атмосфере на протяжении продолжительного времени (до 24 часов). Анализировались характеристики нескольких различных типов крупных ракетных двигателей: двух различных типов твердотопливных ракетных двигателей, не выделяющих хлор при сгорании, одного твердотопливного двигателя, выделяющего хлор при сгорании, первой ступени ракеты, работающей на смеси аминов с N_2O_4 , первой ступени ракеты, работающей на смеси керосина и LO_x (жидкого кислорода), а также двигателя, работающего на смеси H_2 (водорода) и LO_x (жидкого кислорода), с двумя различными типами сопел. Моделирование характеристик ракетных двигателей производилось, в целом, на основе информации о существующих ракетах-носителях, но некоторые параметры изменялись с тем, чтобы смоделировать гипотетические двигательные агрегаты, которые можно рассматривать в качестве прототипов ракет-носителей следующего поколения. Использовались два значения скорости рассеяния выхлопной струи, соответствующие наихудшему варианту и «оптимальному оценочному варианту», выявленным с применением уже разработанных моделей. В наихудшем варианте интенсивность разрушения озона содержащимся в выхлопе хлором на несколько порядков превышало интенсивность разрушения озона окисями азота (NO_x) или другими продуктами выхлопа. Было показано, что истощение озона, вызываемое двигателями, работающими на жидким кислороде (LO_x), в течение первых пяти минут после прохождения ракеты-носителя по траектории, минимально во всех случаях.

9. M. L. Burke, P. F. Zittel [Берк М. Л., Зиттель П. Ф.], “Laboratory Generation of Free Chlorine from HCl Under Stratospheric Afterburning Conditions” [«Образование свободного хлора из HCl в лабораторных условиях, имитирующих условия, возникающие в стратосфере в выхлопной струе двигателя»], в сб. “Combustion and Flame” [«Сгорание и пламя»], изд. планируется в 1997 г. (см. также The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], 1 марта 1996 г., TR-96 (1306)-3, SMC-TR-96-10).

С целью изучения химических характеристик выхлопа твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) в условиях стратосферы были проведены эксперименты с использованием лабораторной горелки низкого давления. Было обнаружено, что значительная доля HCl, вспрыскиваемого в пламя, образующееся

при сгорании смесей H_2-O_2 и H_2-CO-O_2 , может потребляться, причем наблюдавшиеся потери составляли до 40%. Было обнаружено также, что доля подвергавшегося преобразованию HCl увеличивалась по мере увеличения соотношения кислорода и топлива (O/F) и снижения давления; потеря HCl при данном соотношении O/F была более значительной в пламени, образованном равными потоками H_2 и CO , по сравнению с потерей HCl в пламени, образовывавшемся при сгорании топлива, не содержащего CO . Одним из основных продуктов реагирования HCl с другими веществами являлся Cl_2 ; масс-спектрометрия не позволила выявить каких-либо других содержащих хлор продуктов реакций. Наблюдались отчетливые спектральные полосы $B \rightarrow X$, соответствующие Cl_2 , сопровождавшиеся очень слабо выраженными спектральными полосами $A \rightarrow X$, соответствующими ClO , и ярким белым излучением в непрерывном спектре, по всей видимости, объясняющимся присутствием одного или нескольких соединений хлора. В целом, результаты экспериментов, относящиеся к интенсивности преобразования HCl и формирования Cl_2 , соответствуют опубликованным результатам компьютерного моделирования процессов, происходящих в стратосферном выхлопной струе РДТТ. Образование «свободного» хлора может приводить к каталитическому разрушению озона в областях, прилегающих к траектории ракеты-носителя непосредственно после ее прохождения через стратосферу.

10. Edward J. Beiting [Эдвард Дж. Бейтинг], “Solid Rocket Motor Exhaust Model for Alumina Particles in the Stratosphere” [«Моделирование процессов, связанных с распространением в стратосфере частиц окиси алюминия, образовавшихся в выхлопе твердотопливного ракетного двигателя»], в журн. “Journal of Spacecraft and Rockets” [«Космические аппараты и ракеты»], т. 20, вып. 3, май - июнь 1997 г.

Предлагается основанная на полученных ранее и новых данных модель распределения по размерам, распределения плотности (содержания) и геометрического рассеяния частиц окиси алюминия в выхлопных струях твердотопливных ракетных двигателей в стратосфере. Допускается тримодальное распределение частиц со средними диаметрами по Заутеру 0,056, 1,0 и 3,6 μm . Почти все частицы относятся к mode частиц наименьшего диаметра, но почти вся масса приходится на mode частиц наибольшего диаметра. Примерно две трети площади поверхности частиц, допускающей гетерогенные химические реакции, относится к mode частиц наибольшего диаметра, тогда как остающаяся площадь поверхности в основном относится к mode частиц наименьшего диаметра. Продемонстрировано, что скорость первоначального горизонтального рассеяния выхлопной струи примерно на порядок выше скоростей рассеяния, использовавшихся в качестве параметров в нескольких недавно разработанных моделях химического взаимодействия выхлопной струи и стратосферного озона.

11. Edward J. Beiting [Эдвард Дж. Бейтинг], “Predicted Optical Characteristics of Solid Rocket Motor Exhaust in the Stratosphere” [«Прогнозируемые оптические характеристики выхлопа твердотопливных ракетных двигателей в стратосфере»], в журн. “Journal of Spacecraft and Rockets” [«Космические аппараты и ракеты»], т. 20, вып. 3, май - июнь 1997 г.

Прогнозируются оптические характеристики выхлопа крупных твердотопливных ракетных двигателей в стратосфере в близкой к ультрафиолетовой, видимой и близкой к инфракрасной областях спектра. Расчеты рассеяния плоской электромагнитной волны на шаре по теории Ми показали, что затухание светового излучения, объясняющееся присутствием частиц окиси алюминия, вызывается, главным образом, mode частиц наибольшего диаметра при тримодальном распределении частиц по размерам. Локальное затухание излучения в выхлопной струе изменяется с длиной волны; для нескольких длин волн предсказывается общее для всей выхлопной струи затухание излучения, объясняющееся присутствием этих частиц. Формула общей площади поверхности частиц была выведена на основе известных параметров и среднего диаметра частиц по Заутеру. Затем была использована теория Ми рассеяния плоской электромагнитной волны на шаре с тем, чтобы продемонстрировать, как средний диаметр частиц по Заутеру может быть измерен с помощью спектрометра для определения прозрачности в двух областях спектра. Предсказываются спектры поглощения излучения химическими компонентами выхлопной струи для длин волн в области от 200 до 400 нм по прошествии различных промежутков

времени после прохождения ракеты-носителя. Предсказывается также, что полученные значения интенсивности поглощения сравнимы со значениями интенсивности затухания излучения в результате его рассеяния частицами.

12. E. J. Beiting, R. A. Klingberg [Бейтинг Э. Дж., Клингберг Р. А.], “K-2 Titan IV Stratospheric Plume Dispersion” [«Рассеяние выхлопной струи ракеты «К-2 Титан IV» в стратосфере»], 10 января 1997 г., The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], TR-97(1306)-1, SMC-TR-97-01.

Была сделана видеозапись рассеяния выхлопной струи ракеты «К-2 Титан IV», запуск которой был произведен 2 июля 1996 г. с базы ВВС США на мысе Канаверал. Эта видеозапись использовалась с целью экстраполяции процессов перемещения и расширения выхлопной струи в стратосфере на высоте 30 км. Наблюдалось перемещение выхлопной струи примерно с востока на запад со скоростью примерно 19 км. Диаметр выхлопной струи на высоте 30 км измерялся в течение 12 минут; было обнаружено, что его увеличение находится в линейной зависимости от времени и составляет $0,48 \pm 0,03$ км/мин. В течение 7 минут измерялся диаметр вздутия, образовавшегося в выхлопной струе на высоте 29,5 км; в этом случае также была выявлена линейная зависимость скорости расширения от времени; скорость расширения составила $0,60 \pm 0,07$ км/мин. Время наблюдения было ограничено в связи с тем, что угловая величина расширяющейся выхлопной струи превысила поле зрения видеокамер. Выхлопная струя регистрировалась с достаточно высокой контрастностью в видимой и близкой к инфракрасной областях спектра вплоть до захода Солнца через 15 минут после запуска ракеты-носителя.

13. T. Spiglanin, J. Edwards [Спигланин Т., Эдвардс Дж.], “Stratospheric Effects of Rocket Plumes, an overview and update of a program to understand the local effects of rocket plumes in the stratosphere” [«Воздействие ракетных выхлопных струй на стратосферу, обзорно-информационный доклад о результатах выполнения программы изучения локального воздействия ракетных выхлопных струй на стратосферу»], 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference [«32-я совместная конференция по вопросам ракетостроения AIAA/ASME/SAE/ASEE»], 1-3 июля 1996 г., Лейк Буэна-Виста, Флорида.

Приводится описание программы изучения локального воздействия ракетных выхлопных струй на стратосферу. Программа предусматривает два основных вида деятельности: моделирование и имитацию процессов с целью прогнозирования воздействия на основе наилучшего возможного описания закономерностей взаимодействия между выхлопными струями ракет-носителей и атмосферой; и проведение измерений в целях подтверждения полученных с помощью моделей прогнозов и получения данных, используемых в ходе экологического анализа систем запуска космических аппаратов. Моделирование и имитация процессов позволили детально изучить характеристики хлора и частиц окиси алюминия, содержащихся в выхлопе твердотопливных ракетных двигателей. Лабораторные исследования позволили получить важную информацию, использовавшуюся при моделировании процессов, и подтвердить предсказанные характеристики преобразования HCl в Cl₂ в стратосферных выхлопных струях. В настоящее время ведется работа, направленная на подтверждение этих прогнозов *in situ* с помощью установленной на борту самолета аппаратуры и наблюдений из космоса.

14. M. J. Meshishnek [Мешишнек М. Дж.], “Overview of the Space Debris Environment” [«Обзор загрязнения космической среды»], The Aerospace Corporation, El Segundo, CA [Корпорация «Аэроспейс», Эль-Сегундо, Калифорния], март 1995 г., TR-95(5231)-3, SMC-TR-95-9.

Одним из видов загрязнения космической среды человеком является так называемый «космический мусор», вращающийся вокруг Земли по орбитам с самыми различными наклонениями, по большинству на высоте от 350 до 2000 км. Диаметр частиц и кусков космического мусора может составлять от нескольких микронов до нескольких метров; распределение частиц космического мусора по

размерам обратно пропорционально их энергии, т. е. количество небольших частиц намного превышает количество крупных частиц. Космический мусор состоит в основном из окиси алюминия, образующейся при сгорании ракетных двигателей, алюминиевых частиц конструкционных элементов космических аппаратов, а также частиц окиси цинка и окиси титана, из которых состоят терморегулирующие покрытия космических аппаратов. Приемлемая модель характеристик загрязняющего космическую среду мусора предложена Кесслером и его соавторами; эта сложная модель позволяет предсказывать зависимость количества частиц, соударяющихся с поверхностью, в зависимости от высоты и наклонения их орбит, циклов солнечной активности и диаметра частиц, а также значений скорости их соударения.

Данные, полученные недавно с помощью экспериментальной орбитальной системы сбора данных о длительном воздействии среды (Long Duration Exposure Facility, LDEF), продемонстрировали как точность, так и недостатки модели Кесслера. Измеренная плотность потоков частиц космического мусора хорошо согласуется с предсказываемой моделью частотой соударения с частицами носовой (обращенной к потоку частиц) поверхности космического аппарата. Тем не менее, предсказанные моделью данные, относящиеся к другим поверхностям космического аппарата, в особенности к кормовой (обращенной от потока частиц) поверхности, оказались менее точными. В то время как модель Кесслера приемлема в качестве средства долгосрочного прогнозирования усредненной плотности потока частиц космического мусора, данные о пространственно-временном распределении соударяющихся с космическим аппаратом потоков частиц, полученные с помощью системы LDEF, недвусмысленно продемонстрировали наличие плотных скопления частиц мусора, не рассеивающихся в пространстве в течение длительного времени и периодически соударяющихся с космическим аппаратом на всем протяжении расчетного срока его эксплуатации. Полученные с помощью системы LDEF данные показали также, что орбита частиц космического мусора может быть эллиптической, что не предусматривалось моделью Кесслера. Этим фактом объясняется расхождение между измеренными и предсказанными моделью значениями плотности потоков частиц, соударяющихся с кормовой (обращенной от потока частиц) поверхности космического аппарата.